Transport Canada
Development

Transports Canada
Développement

TP 9019

Nacelle Aerodynamics Research

Summary Report

Prepared for
Transportation Development Centre
Transport Canada

by
Pratt and Whitney Canada Inc.

DECEMBER 1986

Canada

TA1
TC
T11

MM
CAI
DTC 800
86
N11
c.2

TP 9019

NACELLE AERODYNAMICS RESEARCH

Library and Information Centre / Centre de Documentation (GSL)
RECEIVED - REÇU LE
MAY 12 198
Transport Canada / Transports Canada

by

N.C. Davenport

Pratt and Whitney Canada Inc.

December 1986

407666

414373

DDN 407866

The contents of this report reflect the views of Pratt and Whitney Canada Incorporated and not necessarily the official views or opinions of the Transportation Development Centre of Transport Canada.

PROJECT TEAM

I. Banks	Chief, Non Rotating Aerodynamics	Aerodynamics Advisor
N. Davenport	Senior Aerodynamicist	Deputy Program Manager
A. Radcliffe	Staff Aerodynamicist	Program Manager

Transport Canada Development | Transports Canada Développement

REPORT DOCUMENTATION FORM

1. Transport Canada Report No.	2. TDC Project No.	3. Recipient's Catalogue No.
TP 9019	6144	

4. Title and Subtitle	5. Report Date
Nacelle Aerodynamics Research	December 1986
	6. Performing Organization Report No.

7. Author(s)	8. Transport Canada File No.
N.C. Davenport	D 1455-112-9

9. Performing Organization Name and Address	10. DSS File No.
Pratt & Whitney Canada Inc. 1000 Marie Victorin Longueuil, Quebec J4G 1A1	11SD.T8200-3-3596
	11. DSS or Transport Canada Contract No. 0SD84-0021

12. Sponsoring Agency Name and Address	13. Type of Report and Period Covered
Transportation Development Centre (TDC) 200 René Lévesque Blvd. West West Tower, Suite 601 Montreal, Quebec H2Z 1X4	1 Apr. 84 — 28 Feb. 86; Summary
	14. Sponsoring Agency Code

15. Supplementary Notes	16. TDC Project Officer
	D. Hanchet and B. Myers

17. Abstract

The purpose of the programme was to produce a reliable data base of aircraft nacelle aerodynamics based on analytical and experimental work in order to reduce the cost and time required to optimise an engine nacelle design. Flight testing of such designs based on current methods is an interactive process towards optimisation which is becoming impractical resulting in performance compromises. The analytical method used centered on commercially available software entitled VSAERO backed up by wind tunnel tests of scaled nacelles.

Design rules have been established as a result of this programme. A new nacelle has been designed and testing has shown that performance improvements have been made as a result of state of the art computational tools.

18. Key Words	19. Distributionn Statement
Nacelles, Aerodynamics, Aircraft propulsion, VSAERO.	Limited number of copies available from the Transportation Development Centre on request.

20. Security Classification (of this report)	21. Security Classification (of this page)	22. No. of Pages	23. Price
Unclassified	Unclassified	ix, 6	

ACKNOWLEDGEMENTS

The author would like to acknowledge the assistance of Mr. Dave Hanchet of the Transportation Development Centre in Montreal, Quebec. Mr. Hanchet's encouragement and patience were very much appreciated by the project team.

Also acknowledged are the team of the National Aeronautical Establishment of the National Research Council without whose efforts and facilities this task would not have been possible.

Funding for this project was shared equally between the Government of Canada and Pratt and Whitney Canada Inc. Government funds were provided by the Transportation Development Centre of Transport Canada and the Panel on Energy R&D.

TABLE OF CONTENTS

1. INTRODUCTION 1

2. NACELLE AERODYNAMICS RESEARCH PROGRAMME 2

   2.1 Nacelle Design 2

   2.2 Aerodynamic Predictions 2

   2.3 Wind Tunnel Testing 2

   2.4 Nacelle Design Optimization 2

3. DISCUSSION OF RESULTS 3

   3.1 Phase I Summary 3

   3.2 Phase II (Scoop) Summary 3

   3.3 Phase II (Pitot) Summary 3

4. CONCLUSIONS 4

LIST OF FIGURES

Figure 1 Scoop Nacelle and Pitot Nacelle Panelled by VSAERO 5

Figure 2 VSAERO Panelling of Pitot Nacelle and Wake 5

Figure 3 Closer View of Panelling on Exterior of Pitot Nacelle 6

Figure 4 Patches Used to Panel Pitot Nacelle 6

1. INTRODUCTION

Market pressures in the aircraft industry require a continuous effort to improve aircraft performance, by both airframe and engine manufacturers. Recourse to flight testing of hoped-for improvements is expensive and frequently unreliable; the alternative approach, that of wind tunnel testing of scale models, can be much more accurate and repeatable.

For that reason, a two-year research programme including wind tunnel tests was initiated by Pratt and Whitney Canada Inc. and de Havilland Aircraft Co. of Canada in an area of interest to both companies, i.e. aircraft engine nacelles. The intent of the programme was to acquire a reliable data-base of nacelle aerodynamics, so that design recommendations for future installations could be set out with confidence.

This report presents a summary of the results of the wind tunnel testing and associated analytical work for the entire research programme.

2. NACELLE AERODYNAMICS RESEARCH PROGRAMME

The programme was divided into two phases, and each phase into a series of tasks in order to meet the project objectives and to follow the defined statement of work. This section will summarize the activity in these tasks.

2.1 Nacelle Design

For each of the two phases two nacelles were designed, these being of the "pitot" and "scoop" types. Each nacelle was designed using a fully 3-D design system called CATIA, a proprietary product of Desault. For the Phase I nacelle, of course, the designs were "given" (representing current technology nacelles) and the geometry put on CATIA.

2.2 Aerodynamic Predictions

Calculations of the nacelle aerodynamics were made using the fully 3-D panel method known as VSAERO.

2.3 Wind Tunnel Testing

Testing was carried out, in four separate test entries, in the National Research Council's low speed wind tunnel in Ottawa. The influences of forward speed, yaw, pitch, propeller on intake/nacelle static pressures, pressure recoveries, and nacelle forces were investigated.

Though the comprehensive pressure instrumentation proved extremely useful both quantitatively and qualitatively, the large forces on the model (propeller — on) and the small drag differences being searched for, relative to the force-balance discrimination, meant that reliable thrust-drag data was not acquired.

2.4 Nacelle Design Optimization

This task was carried out in Phase II, and involved examination of the Phase I test data, and the use of VSAERO, to design the Phase II nacelles.

3. DISCUSSION OF RESULTS

The detailed reports of the tasks noted in Section 2 are contained in the following test reports:

a) Phase I — both scoop and pitot nacelles — covering results of wind tunnel testing, VSAERO calculation and optimization process: "Nacelle Aerodynamics Research — Phase I Interim Report," by D.F. Wilford and N.C. Davenport, Pratt and Whitney Canada Inc., ER # 1434, TP 9012E (volume I).

b) Phase II — scoop nacelle — covering wind tunnel testing: "Nacelle Aerodynamics Research — Phase II Interim Report," by N.C. Davenport, Pratt and Whitney Canada Inc., ER # 1538, TP 9012E (volume II).

c) Phase II — pitot nacelle — covering wind tunnel testing and VSAERO calculations: "Design and Wind Tunnel Test of an Advanced Engine Intake for a Turboprop Nacelle Configuration" by D. Barber and I. Fejtak, de Havilland Aircraft Co. of Canada, TP 8685E.

A summary of each of the above reports follows.

3.1 Phase I Summary

The Phase I testing enabled a number of interesting conclusions to be reached regarding the current technology nacelles. It was found that there exists a strong mutual interaction of propeller and intake resulting in considerably increased swirl (affecting side lip performance) and pressure rise (affecting engine cycle), which is due to the blockage provided by the intake. A semi-empirical method was derived which accounts for these effects, and this method was used in the optimization process for Phase II nacelles.

Comparison of the test data with VSAERO calculations for propeller-off cases showed good agreement, providing large-scale separations do not occur. For propeller-on cases, agreement was reasonable, improvement being conditional on the use of a more refined slip-stream model.

3.2 Phase II (Scoop) Summary

Testing on this nacelle revealed that the optimization process resulted in improved diffuser exit conditions relative to the Phase I scoop (less distorsion, more ram recovery). Further alignment of the lower intake lip with the local flow direction reduced the magnitude of the "blockage" effect found in Phase I.

3.3 Phase II (Pitot) Summary

The wind tunnel tests on the optimized pitot again resulted in improved diffuser conditions. Agreement with VSAERO was also found for the prop-off cases. Thicker side-lips and a more generous throat contraction also increased the tolerance to yaw and propeller swirl, and the area of the boundary layer diverter was also improved relative to the Phase I design.

4. CONCLUSIONS

The nacelle aerodynamics research programme has, by means of wind tunnel testing and associated analytical work, succeeded in providing design rules which have enabled an optimization of nacelle aerodynamics to be carried out. Further wind tunnel testing confirmed that the optimization was successful.

Furthermore, at the time of design of the Phase I nacelles, such tools as VSAERO were not available. This research programme has shown how the improvement in computational capability has enabled improved nacelle designs to be arrived at.

The improvements made in Phase II to the pressure profiles at the diffuser exit for both designs would result in much better pressure recovery to the engine face, and yield fuel consumption benefits of up to 2% in cruise, and corresponding benefits "off-design" at take-off and climb. Also, the improved external shapes of the nacelles should give further aircraft drag reductions or speed increases of approximately 5 mph (8 km/h). This figure is only an estimate however, due to the unavailability of reliable thrust-drag measurements noted in section 2.3.

It is concluded that the next step in the overall optimization of nacelle designs should include a proper assessment of total drag effects. This can be accomplished by putting the complete nacelle "on balance", rather than the forebody only, as used in these tests. In addition, the propeller thrust should be removed from the balance by using a remotely mounted drive system.

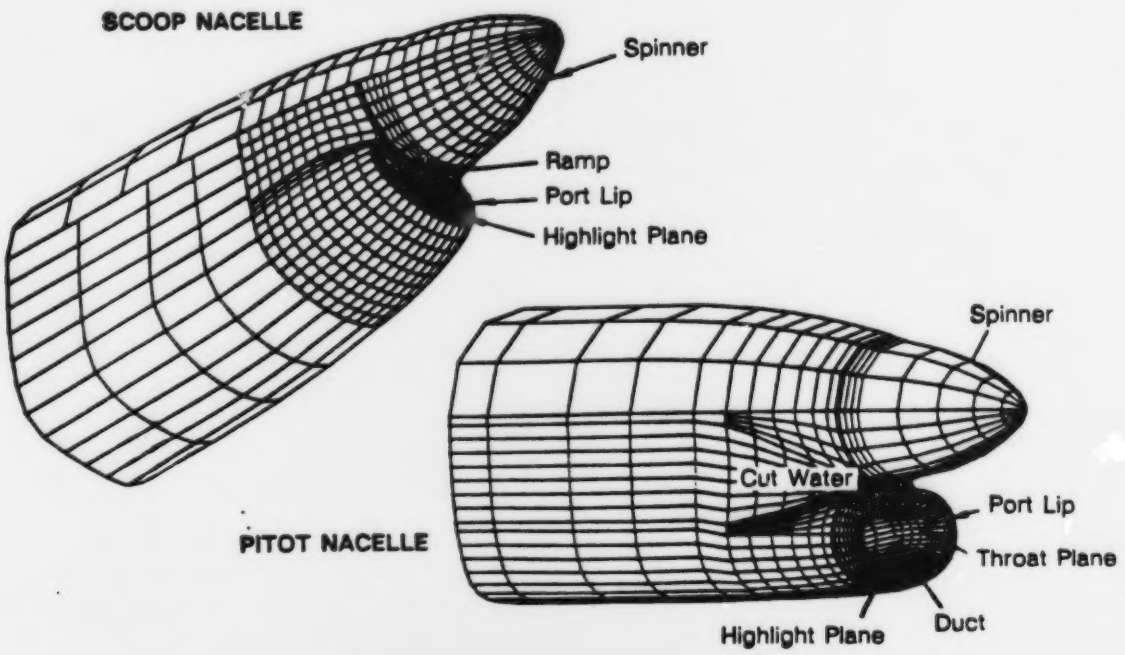

Figure 1 Scoop Nacelle and Pitot Nacelle Panelled by VSAERO

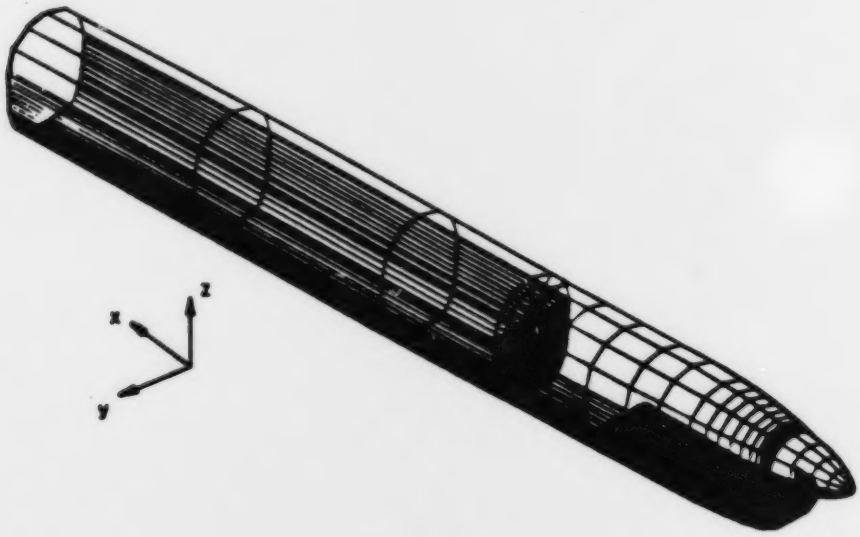

Figure 2 VSAERO Panelling of Pitot Nacelle and Wake

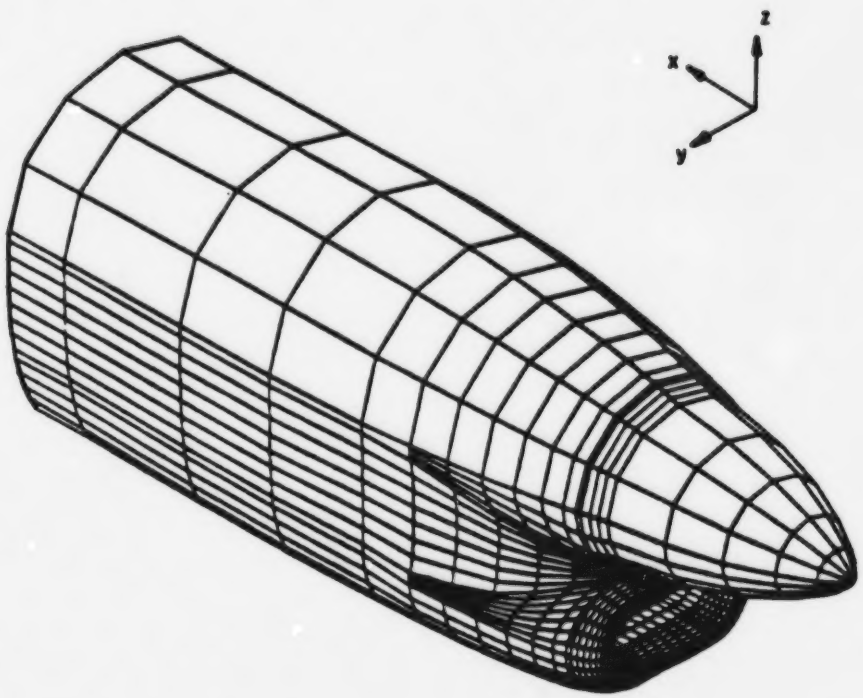

Figure 3 Closer View of Panelling on Exterior of Pitot Nacelle

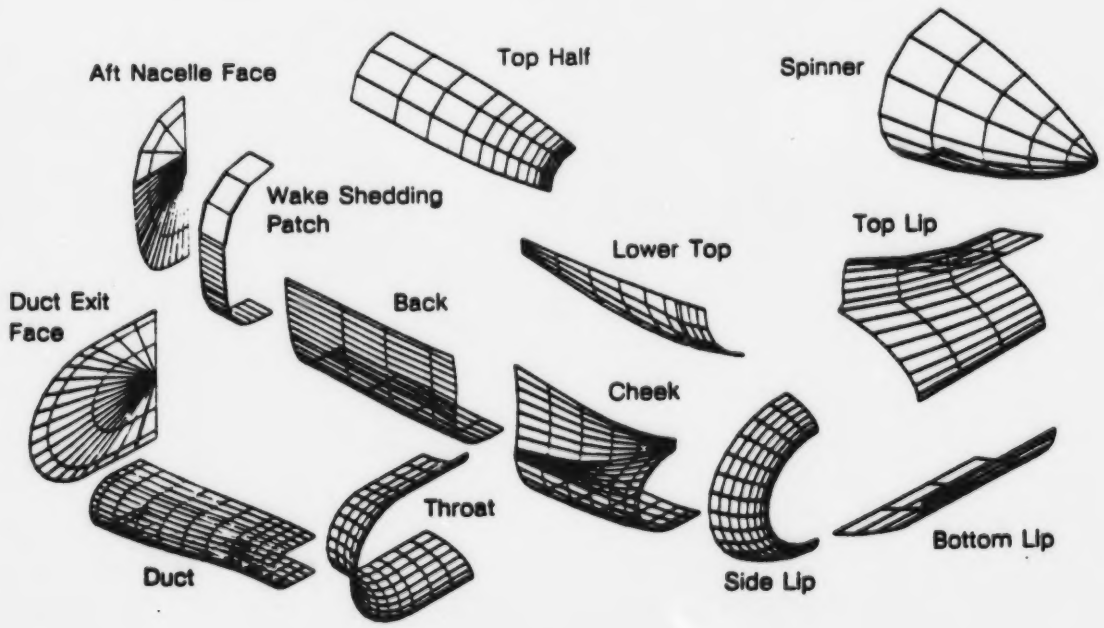

Figure 4 Patches Used to Panel Pitot Nacelle

Transports Canada
Développement

Transport Canada
Development

TP 9019

Recherche sur l'aérodynamique des nacelles de moteur

Rapport sommaire

Préparé pour le
Centre de développement
des transports
Transports Canada

par
Pratt et Whitney Canada Inc.

DÉCEMBRE 1986

Canada

TP 9019

RECHERCHE SUR L'AÉRODYNAMIQUE DES NACELLES DE MOTEUR

par

N.C. Davenport

Pratt et Whitney Canada Inc.

Décembre 1986

414998

Les opinions et les vues exprimées dans ce rapport sont celles des auteurs et ne reflètent pas nécesairement celles du Centre de développement des Transports, Transports Canada.

ÉQUIPE DE RECHERCHE

L'équipe de recherche était composée de :

I. Banks	Chef, Aérodynamique des corps non rotatifs	Consultant en aérodynamique
N. Davenport	Aérodynamicien principal	Chef adjoint du projet
A. Radcliffe	Aérodynamicien-conseil	Chef de projet

Transports Canada / Transport Canada
Développement / Development

FORMULE DOCUMENTAIRE DU RAPPORT

1. N° du rapport Transports Canada	2. N° de l'étude — CDT	3. N° de catalogue du destinataire
TP 9019	6144	

4. Titre et sous-titre	5. Date du rapport
Recherche sur l'aérodynamique des nacelles de moteur	Décembre 1986
	6. N° du rapport de l'organisme exécutant

7. Auteur(s)	8. N° de dossier — Transports Canada
N.C. Davenport	D 1455-112-9

9. Nom et adresse de l'organisme exécutant	10. N° de dossier — ASC
Pratt et Whitney Canada Inc. 1000, Marie Victorin Longueuil (Québec) J4G 1A1	11SD.T8200-3-3596
	11. N° de contrat — ASC ou Transports Canada 0SD84-0021

12. Nom et adresse de l'organisme parrain	13. Genre de rapport et période visée
Centre de développement des transports (CDT) 200 ouest, boul. René-Lévesque Tour ouest, suite 601 Montréal (Québec) H2Z 1X4	Sommaire, 1er avril 1984 — 28 février 1986
	14. Code de l'organisme parrain

15. Remarques additionnelles	16. Agent de projet — CDT
	D. Hanchet et B. Myers

17. Résumé

Le programme de recherche avait pour objet de produire une base de données fiable portant sur l'aérodynamique des nacelles de moteurs d'avion et qui, en faisant appel à des techniques tant analytiques qu'expérimentales, permettrait de concevoir des nacelles de forme optimisée plus rapidement et à un coût moins élevé. La technique actuelle des essais de vol des formes étudiées par les méthodes classiques en est une de tâtonnements qui, à force d'être laborieuse, impose des compromis de toutes sortes. Quant à la méthode analytique utilisée, elle fait appel au programme de calcul informatisé appelé VSAERO, dont les résultats sont ensuite validés par des essais en soufflerie sur maquettes.

La recherche a débouché sur des règles de calcul qui ont servi pour l'étude d'une nouvelle nacelle, dont les performances supérieures ont été vérifiées par des essais en soufflerie, montrant que l'amélioration est attribuable à l'utilisation de techniques de calcul de pointe.

18. Mots-clés	19. Diffusion
Nacelles, aérodynamique, propulsion d'aéronefs, VSAERO.	Le Centre de développement des transports dispose d'un nombre limité d'exemplaires.

20. Classification de sécurité (de ce rapport)	21. Classification de sécurité (de cette page)	22. Nombre de pages	23. Prix
non classifié	non classifiée	ix, 6	

REMERCIEMENTS

L'auteur désire remercier M. Dave Hanchet du Centre de développement des transports à Montréal pour l'assistance, l'encouragement et les conseils qu'il a prodigués à l'équipe de recherche, de même que l'Établissement aéronautique national du Conseil national de recherches, sans lequel la recherche n'aurait pu être menée à bien.

Les organisateurs du projet, Transports Canada et Pratt et Whitney Canada Inc. se sont partagés les frais de la recherche, avec le concours financier du Comité de R&D énergétiques.

TABLE DES MATIÈRES

1. INTRODUCTION 1

2. PROGRAMME DE RECHERCHE SUR L'AÉRODYNAMIQUE DES NACELLES 2

   2.1 Forme des nacelles 2
   2.2 Prévisions aérodynamiques 2
   2.3 Essais en soufflerie 2
   2.4 Optimalisation des nacelles 2

3. RÉSUMÉ DES RÉSULTATS PRATIQUES 3

   3.1 Sommaire phase I 3
   3.2 Sommaire phase II — Type "ouïe" 3
   3.3 Sommaire phase II — Type Pitot 3

4. CONCLUSIONS 4

LISTE DES FIGURES

Figure 1 Discrétisation des entrées d'air type "ouïe" et Pitot par la méthode VSAERO 5
Figure 2 Discrétisation de l'entrée d'air Pitot et du sillage 5
Figure 3 Vue rapprochée de l'entrée d'air Pitot discrétisée 6
Figure 4 Éléments maillés d'une entrée d'air type Pitot 6

1. INTRODUCTION

Les lois du marché exigent de la part du secteur aéronautique que celui-ci améliore sans cesse les performances des aéronefs et des éléments qui les constituent : cellule et moteurs. Pour y arriver, deux recours : les essais de vol qui sont coûteux et souvent peu fiables, et les essais en soufflerie sur maquettes qui ont l'avantage d'être répétables et de donner des résultats beaucoup plus précis.

Dans cette optique, Pratt et Whitney Canada Inc. et de Havilland Canada ont lancé un programme de recherche de deux ans portant sur un domaine d'intérêt commun : les nacelles. Ce programme de recherche qui a fait appel à des essais en soufflerie avait pour but de produire une base de données fiables sur l'aérodynamique des nacelles de manière à déboucher sur des règles de calcul qui pourront être proposées en toute confiance aux ingénieurs.

Le présent rapport rend compte des résultats obtenus tant des essais en soufflerie que des travaux analytiques connexes, menés dans le cadre du programme de recherche en question.

2. PROGRAMME DE RECHERCHE SUR L'AÉRODYNAMIQUE DES NACELLES

Afin de réaliser les objectifs fixés au programme, celui-ci a été divisé en deux phases, chacune constituée d'une série de tâches conformes à l'énoncé des travaux adopté. Ces tâches sont décrites sommairement comme suit.

2.1 Forme des nacelles

Chacune des deux phases a porté sur des nacelles de deux types distincts : le type Pitot et le type "ouïe". La forme de ces nacelles a été étudiée à l'aide d'un programme de CAO tridimensionnel appelé CATIA, propriété de Desault. Pour les travaux de la phase I, les formes étaient déjà connues (formes classiques) et les géométries correspondantes ont été entrées dans le programme de CAO.

2.2 Prévisions aérodynamiques

Les prévisions aérodynamiques ont été obtenues à l'aide du programme tridimensionnel de CAO appelé VSAERO.

2.3 Essais en soufflerie

Les essais ont eu lieu en quatre étapes distinctes dans la soufflerie basse vitesse du Conseil national de recherches à Ottawa. L'effet des variables suivantes a été étudié : vitesse avant, lacet, tangage, pressions statiques exercées sur le bloc d'entrée air-nacelle (hélice en marche), récupérations de la pression et forces exercées sur la nacelle.

Malgré la gamme des forces de pression mesurées, dont l'analyse tant qualitative que quantitative a été très utile, il n'a pas été possible de dégager des données fiables sur le rapport traction-traînée, en raison de la disparité entre les valeurs élevées de ces forces (hélice en marche) et les faibles variations de traînée recherchées que, de toute façon, la balance ne pouvait distinguer.

2.4 Optimalisation des nacelles

Cette tâche, exécutée en phase II, a tenu compte des résultats de la phase précédente et a fait appel au programme VSAERO pour déboucher sur des nacelles de formes optimalisées.

3. RÉSUMÉ DES RÉSULTATS PRATIQUES

Pour de plus amples détails sur les tâches décrites sommairement dans la section 2, nous renvoyons le lecteur aux rapports suivants :

a) Phase I — entrées d'air Pitot et "ouïe" — résultats des essais en soufflerie des études analytiques avec le programme VSAERO et de la démarche d'optimalisation : Nacelle Aerodynamics Research — Phase I Interim Report, par D.F. Wilford et N.C. Davenport, Pratt et Whitney Canada Inc., n° 1434, TP 9012E, tome I.

b Phase II — Entrée d'air "ouïe" — résultats des essais en soufflerie : Nacelle Aerodynamics Research — Phase II Interim Report, par N.C. Davenport, Pratt et Whitney Canada Inc., n° 1538, TP 9012E, tome II.

c Phase II — Entrée d'air Pitot — résultats des essais en soufflerie et des études analytiques VSAERO : Design and Wind Tunnel Test of an Advanced Engine Intake for a Turboprop Nacelle Configuration, par D. Barber et I. Fejtak, de Havilland Canada, TP 8685E.

Ci-dessous, un sommaire de ces trois rapports :

3.1 Sommaire phase I

La phase I a débouché sur d'intéressantes constatations en matière de nacelles de forme classique. Une forte interaction réciproque a été mise en évidence entre l'hélice et l'entrée d'air, accroissant notablement la turbulence (gênant la lèvre latérale) et les pressions (gênant le fonctionnement du moteur), attribuable à l'obstruction causée par l'entrée d'air. Une méthode semi-empirique a été élaborée, prenant en compte ces effets, et utilisée par la suite dans la démarche d'optimalisation exécutée en phase II.

Les résultats théoriques du programme VSAERO (hélice supprimée) ont donné une bonne approximation des résultats pratiques dans la mesure où des décollements importants n'ont pas lieu. Dans les cas de l'hélice en marche, l'approximation a été convenable. Pour relever cette dernière, l'élaboration d'un modèle mathématique plus affiné des veines s'impose.

3.2 Sommaire phase II — Type "ouïe"

Les essais en vue de l'optimalisation de ce type d'entrée d'air ont permis d'améliorer les conditions à la sortie du diffuseur, comparativement aux résultats de la phase I : moins de distorsion et rendement de pression accru. En rapprochant davantage la lèvre inférieure de l'ouïe de l'axe d'écoulement local, l'effet d'obstruction constaté en phase I a pu être réduit.

3.3 Sommaire phase II — Type Pitot

Les essais en soufflerie de l'entrée d'air Pitot optimisée ont permis d'améliorer les conditions à la sortie du diffuseur. Là aussi, dans les cas d'hélice arrêtée, les résultats pratiques ont corroboré les résultats théoriques VSAERO. L'épaississement des lèvres latérales et un rapport de contraction dans le col plus élevé ont, par ailleurs, réduit la sensibilité au lacet et à la turbulence due à l'hélice, tandis qu'une amélioration a été obtenue dans la région du déflecteur de la couche limite, comparativement aux résultats de la phase I.

4. CONCLUSIONS

Par des travaux analytiques et en soufflerie, le programme de recherche a débouché sur des règles de calcul visant l'optimalisation aérodynamique des nacelles. D'autres essais en soufflerie ont permis d'établir que cette démarche a été couronnée de succès.

Étant donné que, à l'étape de la phase I, on n'avait pas accès à des programmes CAO comme le VSAERO, le programme de recherche a, par ailleurs, permis de montrer à quel point les améliorations de performance sont tributaires de la puissance de calcul pouvant être mise en oeuvre.

Par la meilleure répartition des pressions en sortie du diffuseur, obtenue suite aux travaux de la phase II, il sera possible de relever la récupération de la pression à l'entrée du moteur et, par là, réduire la consommation spécifique en régime de croisière dans une proportion de 2 p. 100 et dans des proportions correspondantes durant le décollage et la montée en altitude. De même, l'optimalisation géométrique des nacelles pourra autoriser soit une réduction supplémentaire de la traînée, soit accroître la vitesse d'environ 8 km/h (5 mi/h). Il s'agit là d'une estimation étant donné l'absence de données fiables sur le rapport traction-traînée mentionné en 2.3.

Le rapport conclut en disant que l'étape suivante dans la démarche d'optimalisation des nacelles devrait porter entre autres sur l'évaluation exacte de la traînée totale, par la prise en compte de l'ensemble de la nacelle et non, comme cela fut le cas pour les essais dont il est rendu compte ici, de la seule partie avant. Enfin, la traction de l'hélice devrait être supprimée du bilan dynamométrique en utilisant pour la faire tourner un dispositif d'entraînement séparé de la balance.

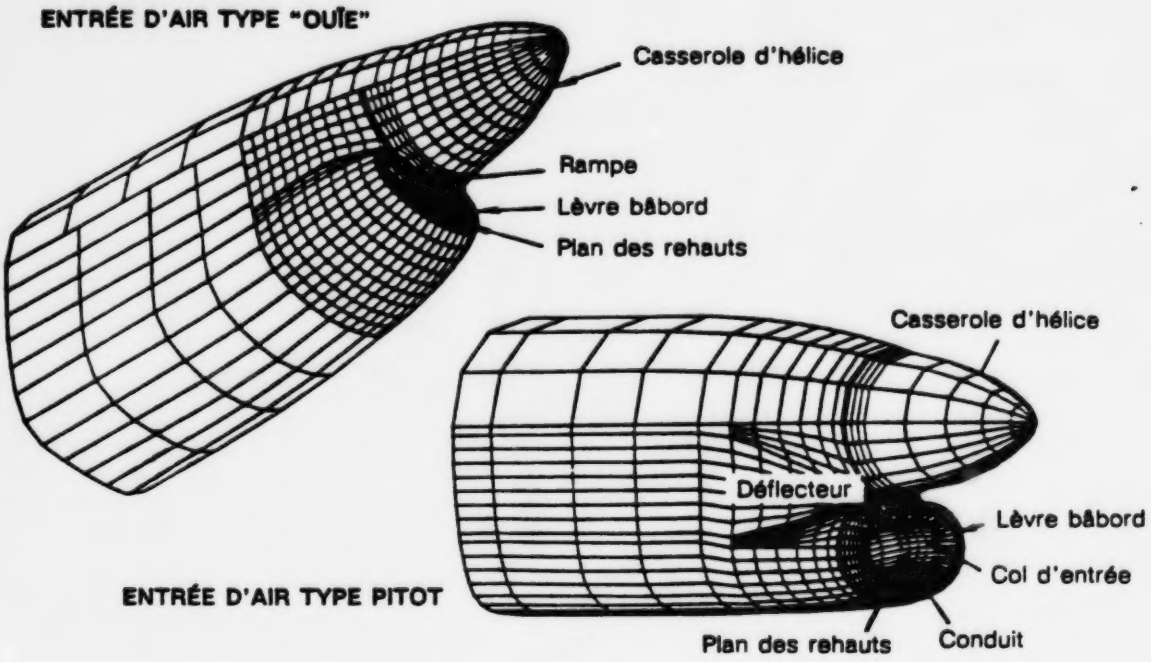

Figure 1 Discrétisation des entrées d'air type "ouïe" et Pitot par la méthode VSAERO

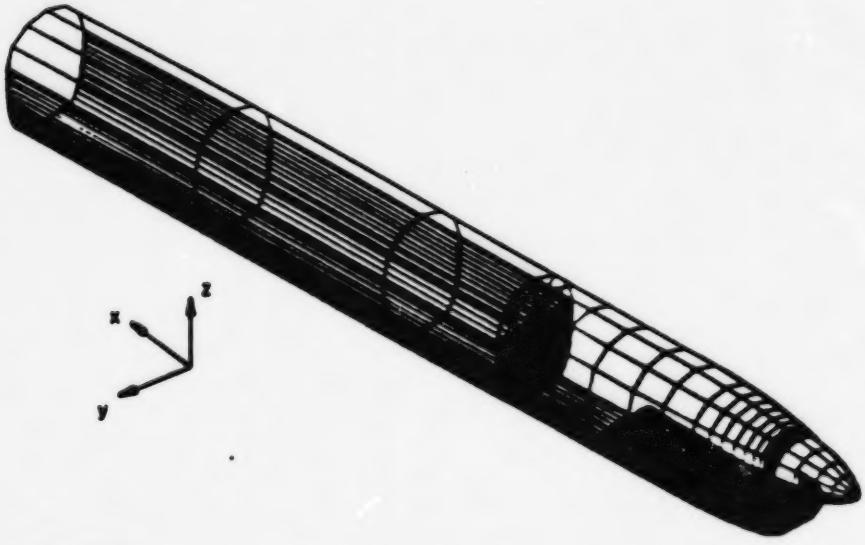

Figure 2 Discrétisation de l'entrée d'air Pitot et du sillage

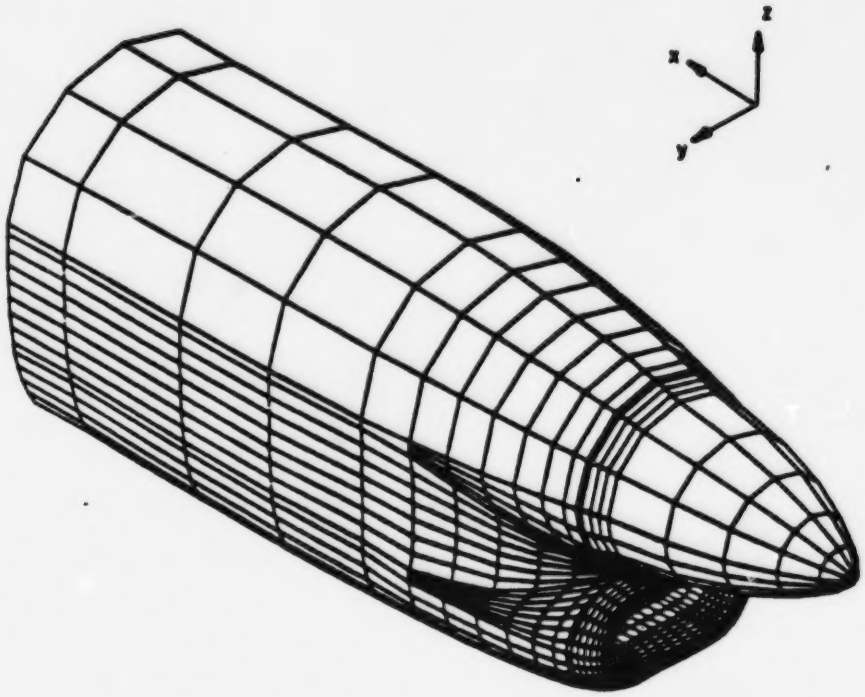

Figure 3 Vue rapprochée de l'entrée d'air Pitot discrétisée

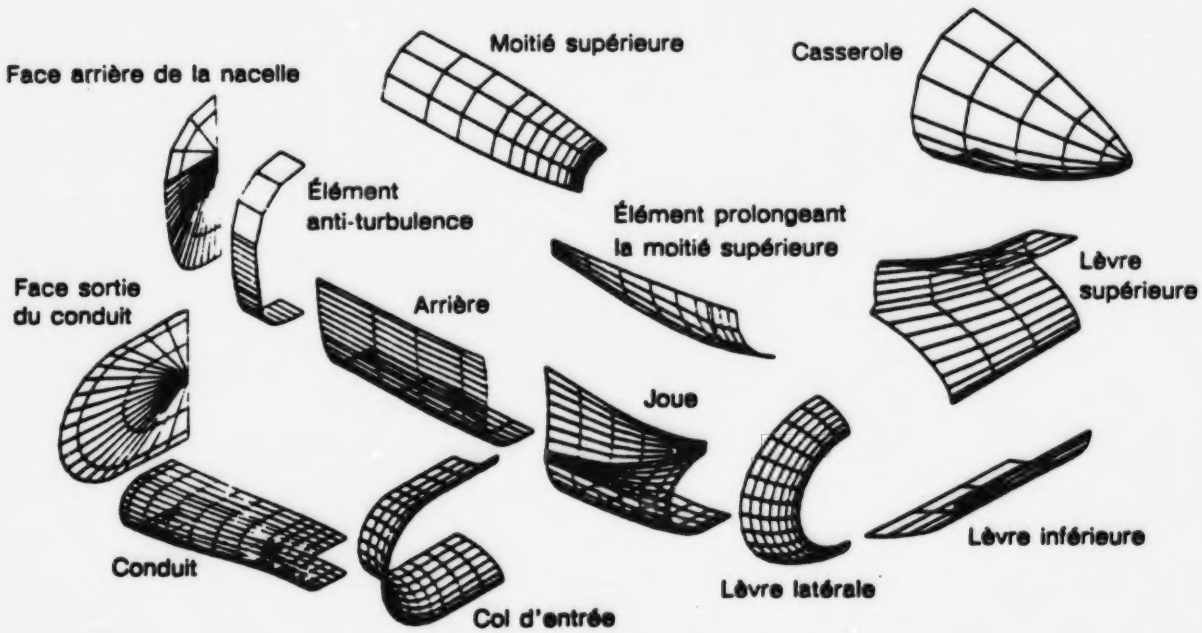

Figure 4 Éléments maillés d'une entrée d'air type Pitot